Bureau de la sécurité des transports du Canada

Transportation Safety Board of Canada

RAPPORT D'ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE A13C0150



PERTE DE PUISSANCE MOTEUR – COLLISION AVEC LE RELIEF

BEARSKIN LAKE AIR SERVICE LP (BEARSKIN AIRLINES)
FAIRCHILD SA227-AC METRO III, C-FFZN
RED LAKE (ONTARIO)
10 NOVEMBRE 2013

Canada

Rapport d'enquête aéronautique A13C0150

Perte de puissance moteur – Collision avec le relief
Bearskin Lake Air Service LP (Bearskin Airlines)
Fairchild SA227-AC Metro III, C-FFZN
Red Lake (Ontario)
10 novembre 2013

Résumé

Le 10 novembre 2013, un Fairchild SA227-AC Metro III (immatriculé C-FFZN, numéro de série AC 785-B) exploité par Bearskin Lake Air Service LP et assurant le vol 311 (Bearskin 311) a décollé de Sioux Lookout (Ontario) avec 2 pilotes et 5 passagers à bord pour effectuer un vol selon les règles de vol aux instruments à destination de Red Lake (Ontario). À 18 h 27, heure normale du Centre, l'équipage de conduite a signalé qu'il se trouvait à 5 milles de l'aéroport de Red Lake et en approche finale vers la piste 26. Peu après, l'équipage a déclaré une situation d'urgence. L'aéronef a heurté des arbres et des lignes électriques avant de s'écraser juste au sud de l'aérodrome, tout près de la route 125. Un incendie après impact s'est déclaré et a détruit l'épave. Deux passagers ont réussi à évacuer l'épave; toutefois, les 2 pilotes et les 3 autres passagers ont subi des blessures mortelles. Des équipes d'intervention d'urgence ont été dépêchées sur les lieux de l'accident, et les 2 passagers survivants, dont les blessures ne mettaient pas leur vie en danger, ont été transportés vers un hôpital local. La radiobalise de repérage d'urgence de 406 MHz ne s'est pas activée durant l'accident.

This report is also available in English.

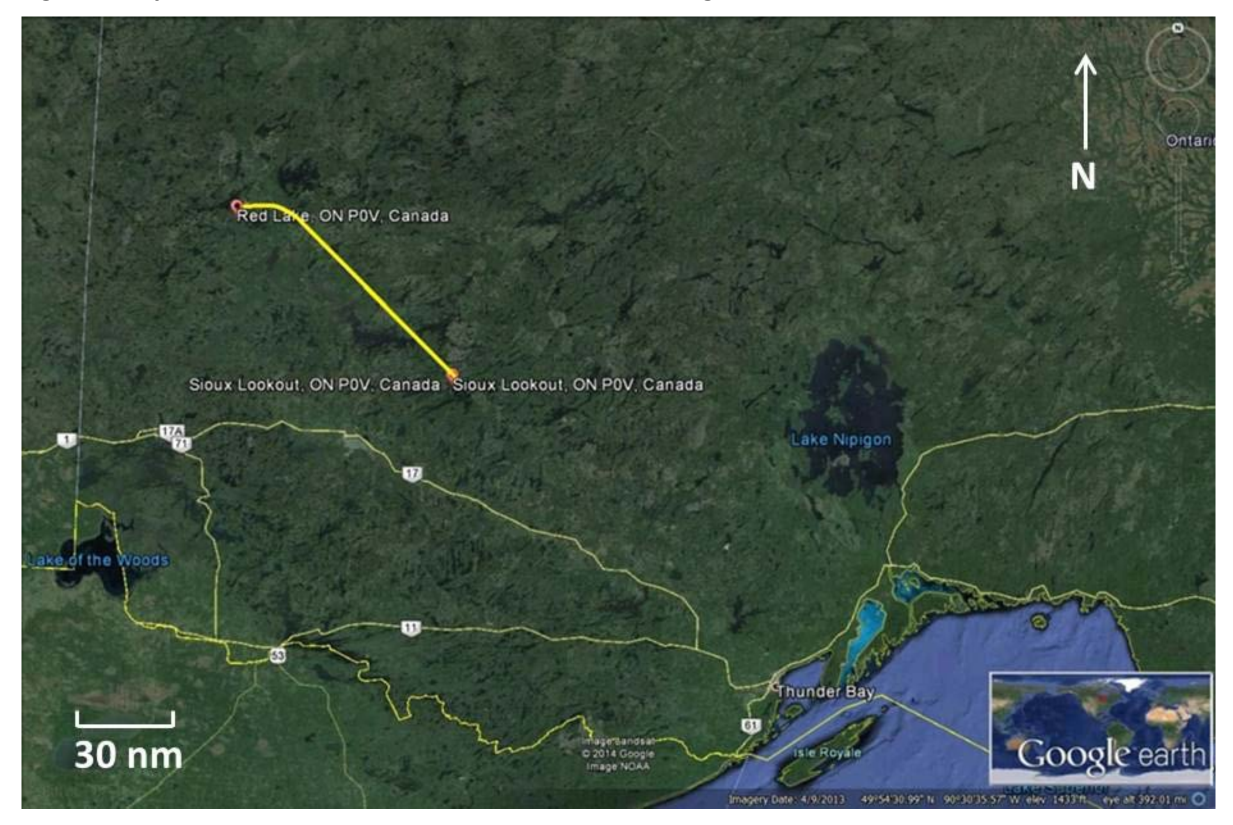
Table des matières

1.0 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

Le vol 311 de Bearskin Lake Air Service LP (Bearskin 311) était un vol régulier entre Thunder Bay (Ontario) et Winnipeg (Manitoba), avec escales à Sioux Lookout (Ontario) et Red Lake (Ontario). Le 10 novembre 2013, le vol depuis Thunder Bay et le départ suivant de Sioux Lookout se sont déroulés sans incident. À 18 h 15[1], en route vers Red Lake, l'équipage de conduite a communiqué sa position (distance et altitude) à la station d'information de vol (FSS)[2] de Kenora ainsi que son heure d'arrivée prévue à l'aéroport de Red Lake, et qu'il était toujours en communication avec le centre de contrôle régional (ACC) de Winnipeg pour le contrôle de la circulation aérienne. Le spécialiste FSS a transmis à l'équipage de conduite l'information sur la vitesse et la direction du vent et sur l'état des pistes. Il a ensuite demandé à l'équipage de conduite d'indiquer quelle piste il comptait utiliser pour atterrir, et l'équipage a répondu qu'il allait atterrir sur la piste 26.

Figure 1. Trajectoire de vol de l'aéronef en cause (Source : Google Earth, avec annotations du BST)



---

1 Les heures sont exprimées en heure normale du Centre (temps universel coordonné moins 6 heures).

2 La station d'information de vol de Kenora fournit à distance l'information de vol pour l'aéroport de Red Lake.

À 18 h 16, l'ACC de Winnipeg a autorisé le vol Bearskin 311 en vue d'une approche VOR-DME[3] à la piste 26 de l'aéroport de Red Lake (annexe A) et a demandé aux pilotes de communiquer avec la FSS de Kenora sur la fréquence 122.2 MHz.

Les pilotes ont exécuté la liste de vérification de descente et, à 18 h 17, l'équipage a informé la FSS de Kenora qu'il avait été autorisé par l'ACC de Winnipeg pour une approche sur la piste 26, à l'aéroport de Red Lake. Comme l'équipage s'attendait à des conditions de vol à vue avant l'atterrissage[4], il n'a pas fait d'exposé complet des instructions d'approche.

La liste de vérification d'atterrissage a été exécutée et, à 18 h 27 min 6 s, l'équipage de conduite a informé la FSS de Kenora qu'il se trouvait à 5 milles marins (nm) et en approche finale de la piste 26 de l'aéroport de Red Lake. À 18 h 28, à environ 500 pieds au-dessus du niveau du sol (agl) et à environ 1,4 nm de la piste, l'équipage de conduite a noté une anomalie de l'aéronef, sans toutefois en déterminer immédiatement la nature. L'équipage a appliqué la puissance maximale à un des moteurs ou aux deux, et a sélectionné la position rentrée du train d'atterrissage, mais a sélectionné de nouveau la position sortie du train avant que ce dernier ne soit complètement rentré. L'équipage a déclaré une situation d'urgence à la FSS de Kenora avant de tenter, en vain, d'amorcer une remise des gaz. Peu après, l'aéronef a viré et roulé vers la gauche, est descendu et a percuté des arbres avec son aile gauche. L'aéronef a poursuivi sa course à travers les arbres et a percuté plusieurs lignes électriques qui longeaient la route 125, avant de s'immobiliser dans un boisé près de la route.

1.2 *Victimes*

Tableau 1. Victimes

	Équipage	Passagers	Autres	Total
Tués	2	3	–	5
Blessés graves	–	1	–	1
Blessés légers/indemnes	–	1	–	1
Total	2	5	–	7

1.3 *Dommages à l'aéronef*

L'aéronef a été détruit par la force de l'impact et l'incendie qui s'en est suivi. La radiobalise de repérage d'urgence (ELT) a été détruite par les forces de l'impact et ne s'est pas actionnée.

---

3 VOR-DME (radiophare omnidirectionnel VHF / équipement de mesure de distance)

4 Les procédures d'exploitation normalisées (SOP) de Bearskin Airlines exigent un exposé complet des instructions d'approche lorsque le plafond annoncé est inférieur à l'altitude de secteur ou lorsque la visibilité est inférieure à 5 milles terrestres.

1.4 Autres dommages

L’aéronef a endommagé des arbres, 6 lignes électriques et 1 câble de communication longeant la route 125, qui mène à l’aéroport. Les lignes électriques et le câble de communication ont été étirés, provoquant l’arrachement de 4 poteaux électriques, puis se sont rompus. Le bris des lignes électriques a entraîné une panne d’électricité et de communication qui a touché de nombreuses maisons et entreprises dans la collectivité et à l’aéroport.

Le site de l’accident s’est limité à un petit boisé, et les répercussions environnementales ont été jugés minimes. L’aéronef ne transportait pas de matières dangereuses. Le carburant et l’huile ont été consumés dans l’incendie qui a suivi l’écrasement.

1.5 Renseignements sur l’équipage

Il y avait 2 pilotes aux commandes du C-FFZN. Le commandant, qui était le pilote aux commandes (PF), occupait le siège du pilote de gauche. Il était titulaire d’une licence de pilote de ligne (ATPL) du Canada qui était annotée des qualifications pour les types d’aéronefs Swearingen SW4 et SW5[5], et il était au service de ce transporteur depuis 2009. La plus récente vérification compétence pilote (PPC) du commandant remontait au 1er juin 2013, et une vérification de compétence en route par le transporteur avait eu lieu le 8 octobre 2013; il avait réussi ces deux vérifications.

Le premier officier (FO), qui était le pilote surveillant (PM), occupait le siège du pilote de droite. Il était titulaire d’une licence de pilote professionnel (CPL) du Canada qui était annotée des qualifications pour les types d’aéronefs Swearingen SW4 et SW5, et il était au service de ce transporteur depuis juillet 2012. La plus récente PPC du FO remontait au 13 juillet 2012, et une vérification de compétence en route par le transporteur avait eu lieu le 3 août 2012; il avait réussi ces deux vérifications.

---

5 Swearingen SW4 et SW5 sont les désignations de Transports Canada aux fins d’octroi de licences pour le type d’aéronef Fairchild Metro SA227.

Tableau 2. Renseignements sur l'équipage

	Commandant	*Premier officier*
Licence de pilote	Licence de pilote de ligne (ATPL)	Licence de pilote professionnel (CPL)
Date d'expiration du certificat de validation	1er juillet 2014	1er mars 2014
Nombre total d'heures de vol	5150	2200
Heures de vol sur ce type	3550	1060
Heures de vol : les 7 derniers jours	18,9	9
Heures de vol : les 30 derniers jours	97	49
Heures de vol : les 90 derniers jours	251	187
Heures de vol sur type : les 90 derniers jours	251	187
Heures de service avant l'événement	8	8
Heures hors service avant la période de travail	96	11

Les dossiers indiquent que l'équipage de conduite possédait les licences et les qualifications nécessaires pour effectuer le vol, conformément à la réglementation en vigueur. Un examen de toute l'information disponible a indiqué que l'équipage de conduite était suffisamment reposé.

1.6 Renseignements sur l'avion

1.6.1 Généralités

33. ***Renseignements sur l'avion***

Constructeur	Fairchild
Type, modèle et immatriculation	SA227-AC Metro III C-FFZN
Année de construction	1991
Numéro de série	AC-785-B
Date d'émission du certificat de navigabilité	25 mars 1992
Nombre total d'heures de vol cellule	35 474,9 heures
Type de moteur (nombre)	Honeywell TPE331-11U-612G (2)
Type d'hélice (nombre)	McCauley 4HFR34C652-K (2)
Masse maximale autorisée au décollage	7257 kg
Types de carburant recommandés	Jet A, Jet A-1, Jet B
Type de carburant utilisé	Jet A

Le Metro SA227 est un aéronef à turbopropulseurs à aile basse et à cabine pressurisée configuré pour transporter de 18 à 19 passagers (photo 1).

Les dossiers indiquent que l'aéronef était homologué, équipé et entretenu conformément à la réglementation en vigueur et aux procédures approuvées. Aucun rapport sur l'aéronef ne faisait état de quelconque anomalie non corrigée.

Photo 1. Aéronef en cause (Source : Bearskin Airlines)



1.6.2 Moteurs

Cet aéronef est motorisé par 2 turbopropulseurs Honeywell TPE331-11U-612G. Chaque moteur se compose d'un seul arbre avec un compresseur centrifuge à 2 étages entraîné par une turbine axiale à 3 étages, une chambre de combustion annulaire à écoulement indirect, et un réducteur intégré qui entraîne l'hélice. Ce moteur a une poussée maximale continue de 1000 hp sur l'arbre. Il est conçu pour fonctionner à une vitesse constante (N1), et chaque moteur est commandé au moyen d'une manette des gaz et d'une manette de commande des hélices montées côte à côte sur le secteur manette dans le poste de pilotage. La vitesse N1, directement proportionnelle à la vitesse des hélices (tr/min), est affichée dans le poste de pilotage par un compte-tours (échelle en pourcentage). La puissance moteur, ou couple, est affichée dans le poste de pilotage par un indicateur de couple du moteur (échelle en pourcentage). Ces indicateurs se trouvent sur le tableau de bord, à gauche du secteur manette.

La manette des gaz est reliée à la commande de pas d'hélice et au robinet de carburant manuel. La manette de commande des hélices est reliée au régulateur d'hélice et au régulateur de carburant de sous-vitesse.

La manette des gaz contrôle la puissance du moteur en commandant le robinet de carburant manuel à l'intérieur du régulateur de carburant (FCU), qui modifie l'alimentation en carburant (puissance) directement en fonction du positionnement manuel de la manette des gaz. Il y a 2 modes de fonctionnement, déterminés par la position de la manette des gaz. Lorsque la manette des gaz est au-delà du cran en position de régime ralenti de vol, le moteur se trouve en mode régulation d'hélice; ce mode maintient un régime constant en variant l'angle de calage des pales conformément au mouvement de la manette des gaz, qui détermine l'alimentation en carburant.

Lorsque la manette des gaz se trouve derrière le cran en position de régime ralenti de vol, le moteur est en mode bêta[6]. En mode bêta, la manette des gaz modifie la charge du moteur en

---

6 On utilise le mode bêta uniquement pour la circulation au sol, pour aider à manœuvrer l'aéronef.

changeant l'angle de calage des pales au moyen de la commande de pas d'hélice. Le régime du moteur demeure le même, conformément à la charge, en variant l'alimentation en carburant dans le régulateur de carburant de sous-vitesse du FCU.

La manette de commande des hélices comprend les positions de haut régime et de bas régime; l'équipage de conduite peut ainsi réduire le régime du moteur afin de réduire le bruit et la consommation de carburant. Le régime sélectionné au moyen de la manette de commande des hélices dépend de la position de la manette des gaz dans l'un ou l'autre de ses 2 modes de fonctionnement. Lorsque la manette des gaz est au-delà du cran en position de régime ralenti de vol en mode régulation d'hélice, la manette de commande des hélices en position de haut régime règle le régime du régulateur d'hélice à 100 % pour le décollage et l'atterrissage. En vol de croisière, l'équipage de conduite règle le régime à 97 %, avec la manette de commande des hélices réglée selon le manuel de vol de l'aéronef (AFM). Lorsque la manette des gaz se trouve derrière le cran en position de régime ralenti de vol, en mode bêta pour les manœuvres au sol, les positions de haut et de bas régime de la manette de commande des hélices règlent la plage de régime du régulateur de carburant de sous-vitesse entre 71 % et 97 %.

La maintenance des moteurs se faisait conformément à un calendrier d'inspection visant le maintien de la navigabilité aérienne (MMNA) qui prévoit une révision moteur à 7000 heures et une inspection de mi-vie de la partie chaude à 3500 heures. L'état de service des composants internes du moteur est contrôlé à l'aide de critères d'inspection et de limites de temps ou de durée de vie. L'injecteur à carburant est l'un de ces composants. Des injecteurs obstrués ou endommagés peuvent réduire les débits et la forme du jet, ce qui entraîne ce qu'on appelle « une atomisation incomplète »[7]. Ainsi, les injecteurs à carburant doivent être démontés et vérifiés à intervalles de 450 heures pour s'assurer qu'ils sont propres et qu'ils ne sont pas endommagés. Selon l'information fournie par le fabricant, il serait possible de faire une inspection endoscopique d'autres composants internes des moteurs, comme les aubes directrices de stator et les aubes de turbine de premier étage une fois les injecteurs à carburant démontés. À l'heure actuelle, il n'y a aucune exigence visant l'inspection de ces autres composants parallèlement à l'inspection de l'injecteur à carburant, à moins que l'on « soupçonne une obstruction de l'injecteur ou une atomisation incomplète dommageable »[8].

Le moteur de gauche avait été installé sur l'aéronef en cause le 15 mai 2011. Au moment de l'événement, ce moteur avait accumulé 32 267 heures depuis la mise en service initiale (HMSI) et 2948 heures depuis sa dernière inspection de révision majeure MMNA.

Le moteur de droite avait été installé sur l'aéronef en cause le 4 août 2012. Au moment de l'événement, ce moteur avait accumulé 18 526 heures HMSI et 1029 heures depuis sa dernière inspection de révision majeure MMNA.

7 Une atomisation incomplète survient lorsque l'injecteur ne pulvérise pas correctement le carburant, ce qui peut causer des dommages thermiques (points chauds) sur les aubes de stator de la turbine.

8 Bulletin de service proposé TPE331-73-0284 de Honeywell.

1.6.3 Hélices

Cet aéronef était muni de 2 hélices en aluminium McCauley 4HFR34C652-K à quatre pales avec mise en drapeau, à vitesse constante et à pas réversible. Des ressorts et contrepoids forcent le calage des pales au grand pas pour réduire le régime moteur, tandis que le régulateur d’hélice accroît la pression d’huile du moteur pour forcer le calage des pales au petit pas et ainsi accroître le régime. La pression d’huile du régulateur est transmise par la commande de pas d’hélice et le tube bêta au moyeu de l’hélice pour entraîner le piston et les pales. L’angle de calage de pale varie de −5° pour l’inversion maximale, à +88,5° pour la mise en drapeau, avec des butées physiques pour ces réglages. Une butée petit pas variable permet un verrouillage hydraulique entre le tube bêta et la commande de pas d’hélice, et commande l’angle de calage des pales sur une échelle variable allant de 15° au cran en position de régime ralenti de vol, à 21,5° à la position de 90 % de la manette des gaz. L’hélice comprend un dispositif interne de verrouillage de démarrage par masselottes qui verrouille le piston asservi de l’hélice à un angle de calage des pales de 6° durant l’arrêt du moteur, ce qui facilite le redémarrage du moteur.

La mise en drapeau se fait manuellement au moyen d’un bouton d’arrêt du moteur et de mise en drapeau situé sur le pylône central du poste de pilotage. Ce bouton sert à couper l’alimentation en carburant au moteur et à rediriger l’huile haute pression à travers une soupape de mise en drapeau. Cela permet au ressort interne de mise en drapeau et aux contrepoids externes de mettre en drapeau les pales d’hélice.

1.6.4 Détecteur de couple négatif

En cas de panne moteur durant le vol, la force de traînée sur l’hélice entraîne un mouvement de lacet. Si l’hélice est en autorotation et entraîne le moteur, il en résulte une situation de couple négatif. Le dispositif de détection de couple négatif (NTS) est conçu pour réduire la force de traînée sur l’aéronef. Ce dispositif fait tourner les pales d’hélice de manière à protéger momentanément le moteur contre une hélice en autorotation et contre un couple négatif en vol. Pour ce faire, la soupape du NTS dirige la pression hydraulique vers la soupape de mise en drapeau, qui accroît l’angle de calage des pales de manière à réduire la traînée indésirable sur l’hélice. Le dispositif NTS est étalonné au moyen de 3 ensembles de charge de couple pour détecter un couple négatif de −3 % à −4 % avant de s’actionner.

L’enquête a révélé que dans plusieurs manuels de formation SA227/SA226, les descriptions du dispositif NTS laissaient place à interprétation et pouvait donner l’impression aux pilotes que le dispositif offrirait automatiquement une protection contre la traînée en cas de panne moteur ou de perte de puissance du moteur[9]. Le dispositif NTS offre de fait une protection partielle contre la traînée lorsqu’il détecte un couple négatif, mais pas dans la même mesure qu’une hélice mise en drapeau. Par contre, un dispositif de mise en drapeau automatique met en drapeau

---

9 Un seul des manuels examinés disait que ce dispositif de mise en drapeau n’était pas automatique et que le pilote devait tout de même mettre l’hélice en drapeau en cas de panne moteur.

complètement et en permanence une hélice touchée pour offrir une protection contre la traînée en cas de perte de poussée associée à une panne moteur.

Une interprétation fautive du but ou de la fonction du dispositif NTS en cas de perte de puissance d'un moteur pourrait donner l'impression aux équipages de conduite que ce dispositif s'activerait toujours en cas de perte de puissance, ou encore qu'il offrira à lui seul une protection adéquate contre la traînée. Ainsi, les équipages de conduite risquent de ne pas exécuter en temps voulu la liste de vérification en cas de panne moteur en vol. Si le dispositif NTS s'actionne à cause d'une panne moteur, les procédures d'exploitation normalisées (SOP) exigent que les équipages de conduite mettent en drapeau l'hélice touchée, comme l'indique le manuel de vol de l'aéronef, pour éliminer la force de traînée.

1.6.5 Système d'avertissement de proximité du sol amélioré

L'aéronef était muni d'un système d'avertissement de proximité du sol amélioré (EGPWS) Mark VI fabriqué par Honeywell. Il s'agit d'un système d'avertissement et d'alarme d'impact (TAWS) de catégorie A qui protège contre les impacts sans perte de contrôle (CFIT). Ce système avertit les équipages de conduite en cas de vitesse de descente excessive, de vitesse de rapprochement excessive du relief, de perte d'altitude excessive après le décollage ou une approche interrompue, de marge de franchissement du relief insuffisante, d'écart excessif sous l'alignement de descente et d'angle d'inclinaison excessif. Il émet en outre des annonces audibles à diverses hauteurs radioaltimétriques et altitudes minimales de descente durant l'approche. Durant l'approche qui a précédé l'événement, cet appareil n'a émis aucun avertissement, mais a fait l'annonce standard de hauteur radioaltimétrique à 500 pieds au-dessus du niveau du sol (agl).

1.7 Renseignements sur la météo

Le message d'observation météorologique régulière pour l'aviation (METAR) de 18 h pour l'aéroport de Red Lake indiquait : vent 300° vrais (V) à 14 nœuds, rafales à 22 nœuds, visibilité de 10 milles terrestres (sm) dans de la neige faible et chasse-neige, ciel couvert à 1800 pieds agl, température de −10 °C, point de rosée de −13 °C, calage altimétrique de 30,08 pouces de mercure; remarques : opacité des nuages 8 octas[10]. Un message d'observation météorologique spéciale d'aérodrome (SPECI) émis pour l'aéroport de Red Lake 15 minutes après l'événement indiquait : vent 320° vrais à 10 nœuds, visibilité de 8 sm, neige faible et chasse-neige, nuages épars à 2000 pieds agl; remarques : opacité des nuages 3 octas. Le vent observé par le personnel au sol à l'aéroport de Red Lake au moment de l'événement était comparable à celui signalé dans le METAR de 18 h, soit comme soufflant en forte rafale.

---

10 La proportion de la couche nuageuse est indiquée en huitièmes (octas) de ciel couvert.

1.8 Aides à la navigation

La navigation vers l'aéroport de Red Lake et dans les alentours est assurée par un radiophare omnidirectionnel VHF (VOR) fonctionnant sur une fréquence de 114,0 MHz et par un radiophare non directionnel (NDB) fonctionnant sur une fréquence de 218 kHz. Ces deux aides à la navigation fonctionnaient normalement au moment de l'événement. Il existe 3 procédures d'approche aux instruments publiées pour l'aéroport de Red Lake. Au moment de l'événement, l'équipage de conduite de C-FFZN effectuait l'approche *VOR-DME or VOR RWY 26 (GNSS)* avec recouvrement au système mondial de localisation (GPS) (annexe A).

1.9 Communications

Durant l'approche, l'équipage de conduite du vol Bearskin 311 a déclaré une situation d'urgence à la station d'information de vol (FSS) de Kenora à 18 h 28. Il n'a pas indiqué la nature de l'urgence. À 18 h 29, l'équipage de conduite a transmis 3 fois le message de détresse Mayday. Lorsqu'il a reçu la transmission d'urgence, le spécialiste FSS à Kenora a communiqué avec le service de police et l'équipe d'intervention d'urgence. Le personnel de l'aéroport de Red Lake a dirigé la police et l'équipe d'intervention d'urgence vers l'endroit approximatif de l'accident.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

L'aéroport de Red Lake est un aéroport homologué par Transports Canada qui compte 1 piste asphaltée (08/26) de 5000 pieds de long par 150 pieds de large. Un examen des inspections récentes de l'équipement de l'aéroport a relevé qu'aucun équipement n'était hors d'usage au moment de l'événement.

1.11 Enregistreurs de bord

L'aéronef était muni d'un enregistreur de conversations de poste de pilotage (CVR) transistorisé L-3 Communications modèle FA2100, et d'un enregistreur de données de vol (FDR) transistorisé Fairchild modèle F1000. La capacité d'enregistrement du CVR est de 2 heures, et celle du FDR de 25 heures; après ces délais, de nouvelles données écrasent les données enregistrées.

Le CVR et le FDR ont été envoyés au Laboratoire du BST, et les données qui y étaient stockées ont été récupérées. Elles ont fourni d'importants détails sur le vol en question et ont joué un rôle déterminant dans l'enquête.

Le tableau 4 donne un aperçu des renseignements pertinents récupérés du FDR.

44. Renseignements récupérés de l'enregistreur de données de vol

Heure	Événement	Couple moteur gauche	Moteur gauche Vitesse N1	Couple moteur droit	Moteur droit Vitesse N1	Vitesse (nœuds)	Roulis
18 h 28 min 17 s	Approche normale	22 %	98,5 %	22 %	99 %	128	
18 h 28 min 18 s	Défaillance du moteur gauche	−1 %	96 %	38 %	102 %	127	
	Changements réglages puissance par l'équipage						
18 h 28 min 21 s	Réglage puissance maximale	0 %	97 %	102 %	101 %	125	
18 h 28 min 42 s	1ere réduction de puissance	−2 %	98 %	91 %	99 %		10° gauche
18 h 28 min 53 s	2e réduction de puissance	−1 %	96 %	54 %	99 %	102	15° gauche
18 h 29 min 1 s	Augmentation de puissance	0 %	96 %	98 %	103 %	108	41° gauche

Les données du FDR montrent que le moteur gauche a subi une chute de régime d'environ 56 secondes avant l'impact, et que le moteur fonctionnait au moment de l'impact, mais à très faible régime. Ces mêmes données montrent que le moteur droit fonctionnait normalement et répondait à la demande de pleine puissance. Les données du FDR montrent également que la puissance du moteur droit avait diminué abruptement avant l'impact.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.12.1 Généralités

L'aéronef a percuté des arbres alors qu'il était dans une descente abrupte avec l'aile gauche abaissée, à environ 2300 pieds au sud de l'extrémité d'approche de la piste 26 (photo 2).

Photo 2 Points d'impact de l'accident (Source : Unité du soutien en matière d'identification médico-légale de la Police provinciale de l'Ontario, avec annotations du BST)

La section extérieure de 8 pieds de l'aile gauche a été arrachée, et l'aéronef a parcouru environ 375 pieds avant de percuter des lignes électriques qui longent la route 125 menant à l'aéroport. L'aéronef a ensuite percuté la bordure sud de la chaussée, et le moteur et l'hélice gauche se sont séparés de l'aéronef. L'aéronef a fait la roue avant de glisser queue première et de s'immobiliser à 150 pieds de la route dans un boisé. Le moteur gauche a été retrouvé sous la queue de l'avion. Le moteur droit et l'aile ont été arrachés pendant l'impact. Les deux hélices ont été arrachées de leur moteur respectif. L'avant de l'aéronef devant le longeron principal de l'aile était gravement endommagé et déformé; la cabine derrière le bord de fuite de l'aile est demeurée en grande partie intacte. La quasi-totalité de l'aéronef a été détruite par l'incendie après impact (photo 3).

Photo 3. Emplacement du corps de l'épave (Source : Unité du soutien en matière d'identification médico-légale de la Police provinciale de l'Ontario, avec annotations du BST)

La continuité des systèmes de commande de vol a été établie dans la mesure du possible en raison des dommages causés par l'incendie. Il a été établi que le train d'atterrissage et les volets étaient dans leur position complètement sortie. Les ailerons étaient compensés au neutre, le gouvernail de direction était compensé à 5˚ gauche de l'axe de lacet, et les stabilisateurs horizontaux étaient compensés en cabré dans la plage de décollage verte sur l'indicateur de compensation du stabilisateur.

Le dispositif EGPWS et le tableau annonciateur ont été récupérés et envoyés au Laboratoire du BST à Ottawa aux fins d'examen et de récupération de données. Le voyant lumineux d'indication de pression d'huile de gauche était le seul à briller au moment de l'impact. Le dispositif EGPWS était endommagé à un point tel qu'aucun renseignement n'a pu être récupéré.

Les deux moteurs et leurs hélices ont été récupérés en vue d'examens plus approfondis.

1.12.2 Examens des hélices

Les 2 hélices McCauley, celle de gauche (n[o] de série 080077), et celle de droite (n[o] de série 080222), ont été transportées des lieux de l'accident à l'usine de fabrication à Wichita, au Kansas, aux fins d'examen. Un enquêteur du BST a assisté à l'examen. Les hélices ont été inspectées pour déterminer leur état, y compris toute défaillance ou tout mauvais fonctionnement, la position des pales à l'impact et, de façon approximative, la puissance moteur ou l'énergie de rotation. Les conclusions sont fondées sur diverses observations :

- Les deux hélices ont subi des dommages d’une panne soudaine que l’on associe habituellement à des forces de choc et des défaillances graves des composants. L’enquête n’a relevé aucun signe de rupture par fatigue de quelque type que ce soit.
- Les deux hélices, gauche et droite, ont été récupérées avec leurs casseroles; ces dernières étaient écrasées étroitement autour du moyeu et des pales comme suite à l’impact. Durant l’impact, les deux casseroles se sont écrasées autour des contrepoids des pales dans une position qui correspondait au calage de petit pas / verrouillage de démarrage de l’angle de calage (angle de référence approximatif des pales de 6°).
- Les moyeux d’hélices gauche et droit affichaient des marques d’impact laissées par les contrepoids des pales durant l’accident. La position de ces marques indiquait la position approximative de calage de petit pas / verrouillage de démarrage au moment de l’impact.
- Les mécanismes de changement de pas des hélices de gauche et de droite étaient relativement intacts, et la position des pistons des deux hélices indiquait la position approximative de calage de petit pas / verrouillage de démarrage au moment de l’impact.
- Les mécanismes internes de verrouillage de démarrage des hélices gauche et droite n’étaient pas engagés.
- La déformation et la torsion des pales, et les dommages causés aux ensembles d’hélice de gauche et de droite, étaient typiques de ceux que l’on associe à une absorption d’énergie rotationnelle de niveau intermédiaire (supérieur à l’autorotation, mais inférieur à la pleine puissance) au moment de l’impact.

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Un examen post mortem a eu lieu. Tout comme le rapport de toxicologie, l’examen post mortem n’a révélé aucun facteur physiologique et aucune substance qui aurait pu nuire à la capacité de l’équipage de conduite d’effectuer ce vol.

1.14 Incendie

Les deux réservoirs de carburant se sont rompus durant l’impact, et l’incendie après impact a détruit la quasi-totalité de l’aéronef.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

Le premier impact avec les arbres et les lignes électriques a réduit la vitesse et le taux de descente de l’aéronef pour atténuer la force d’impact contre la bordure de la chaussée. L’aéronef a fait la roue en dévalant une pente, ce qui a réduit encore plus la force d’impact pour les occupants dans la partie arrière de la cellule. Lorsque l’aéronef s’est immobilisé, le fuselage était brisé en deux devant les issues d’évacuation sur l’aile, et sa moitié avant était en flammes. Le passager qui occupait le siège arrière gauche a réussi à ouvrir l’issue de secours sur l’aile et à extraire un passager qui était pris entre les sièges situés près des sorties. Les autres occupants

n'ont pas survécu à l'impact. L'un des 2 passagers survivants a appelé les services d'urgence (9-1-1) au moyen d'un téléphone cellulaire et la Police provinciale de l'Ontario ainsi que les services de pompier et d'intervention d'urgence ont dépêché des équipes. Les passagers survivants ont été transportés vers un hôpital local.

1.16 Essais et recherches

1.16.1 Examens des moteurs

1.16.1.1 Généralités

Les 2 moteurs Honeywell TPE331-11U-612G, celui de gauche, n° de série P-44121C, et celui de droite, n° de série P44-583C, ont été transportés depuis les lieux de l'accident vers l'atelier régional d'examen des épaves du BST, à Winnipeg, puis vers l'usine du motoriste, à Phoenix (Arizona) aux fins d'examen.

1.16.1.2 Moteur gauche

L'examen a révélé que le carénage de train avant du moteur gauche a été lourdement endommagé par l'impact. Le carénage de train a été démonté et les dommages subis ont été attribués à l'impact. Le détecteur de particules de la boîte d'engrenages était propre. L'arbre-pignon rapide, l'arbre de la génératrice de démarrage, et l'arbre d'entraînement du régulateur de carburant (FCU) étaient intacts et non cisaillés. Des 3 bras de charge de couple qui servent à précharger la couronne de couple interne pour actionner le dispositif de détection de couple négatif (NTS), 2 étaient endommagés ou absents. Le réglage du couple à l'installation du bras de couple toujours en place a été vérifié et jugé comme étant dans la plage prescrite. Le mouvement interne de la soupape NTS a été vérifié et jugé comme étant dans la plage normale. La bouche d'orifice de la soupape du dispositif NTS a été démontée et aucun débris ou obstruction n'ont été constatés. La soupape NTS a été démontée et mise à l'essai et aucune anomalie n'a été constatée. Le filtre à carburant principal du FCU, la crépine interne et le filtre du diviseur de débit carburant ont été vérifiés et ils étaient propres et exempts de débris. L'arbre d'entraînement de la pompe carburant du FCU ainsi que l'arbre d'entraînement du régulateur de carburant superposé étaient intacts. Le diviseur de débit a été démonté et mis à l'essai et il était exempt de défauts qui auraient pu nuire à la performance du moteur.

La chambre de combustion a été démontée et l'on a constaté que l'intérieur était incrusté de matière organique brûlée en raison de l'ingestion d'arbres. Cette matière organique avait bouché les canaux de refroidissement d'air de prélèvement dans la chambre de combustion, les injecteurs de carburant et l'ensemble stator du premier étage (aube) (aube). La matière organique brûlée est un bon indicateur que le moteur tournait au moment de l'impact. On a démonté le compresseur et l'on a constaté des dommages sur les aubes et des traces de frottement sur le diffuseur, signes d'énergie rotationnelle au moment de l'impact.

On a démonté les injecteurs de carburant pour les soumettre à une tomographie assistée par ordinateur avant de tenter de retirer les débris organiques qui s'étaient accumulés dans les passages secondaires de purge par jet d'air. Le tomodensitogramme a révélé la présence d'une crique dans l'injecteur de carburant n° 9, entre les canaux d'écoulement du carburant primaires

et secondaires. Un examen métallurgique de la crique a révélé que la fatigue du métal s'étendait sur environ deux tiers de la circonférence de la conduite de carburant secondaire et avait traversé le diamètre complet de la conduite. Cette crique dans la conduite permettrait un écoulement transversal entre l'écoulement des canaux primaire et secondaire, ce qui pourrait nuire à la pulvérisation du carburant au démarrage. On a tenté de nettoyer doucement l'un des injecteurs; toutefois, les débris étaient incrustés sur la surface et impossibles à enlever. Il a été impossible de tester le flux à travers l'injecteur de carburant nº 9 en raison des dommages qu'il avait subi. Cependant, différents essais de débit réalisés avec des injecteurs de référence ont indiqué qu'une fuite à écoulement transversal était possible (avec des dommages semblables à la crique dans l'injecteur de carburant nº 9 de l'aéronef en cause) durant le démarrage et lorsque le moteur tourne au ralenti. Les débris brûlés ont empêché la vérification de l'angle et de la qualité de la pulvérisation.

La section turbine a été désassemblée et l'on a constaté que la chambre-palier de la turbine était criquée autour des trous de boulon. L'examen de la chambre-palier au Laboratoire du BST a permis de déterminer que les criques avaient été causées par une surcharge sous l'effet des forces d'impact. Les extrémités des aubes des roues du deuxième et du troisième étage de turbine ont subi des dommages allant de modérés à graves causés par l'expulsion des débris provenant d'amont.

Sur la roue du premier étage (photo 4, photo 5 et photo 6), les aubes ont été rompues jusqu'à leur plateau, et 1 aube s'est rompue dans sa base en pied de sapin[11]. L'endroit de la défaillance présentait une zone de fatigue distincte près du bord de fuite de l'aube; la pièce a été envoyée au Laboratoire du BST pour un examen métallurgique. L'examen a permis de conclure que la défaillance de l'aube était attribuable à la fatigue mégacyclique à un endroit où la porosité est élevée.

Photo 4. Roue du premier étage de turbine

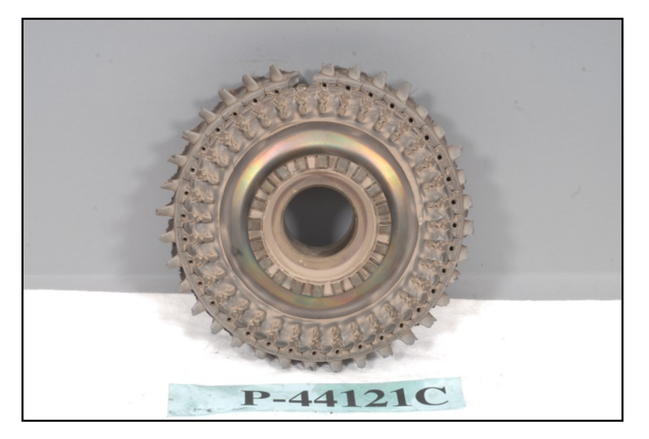
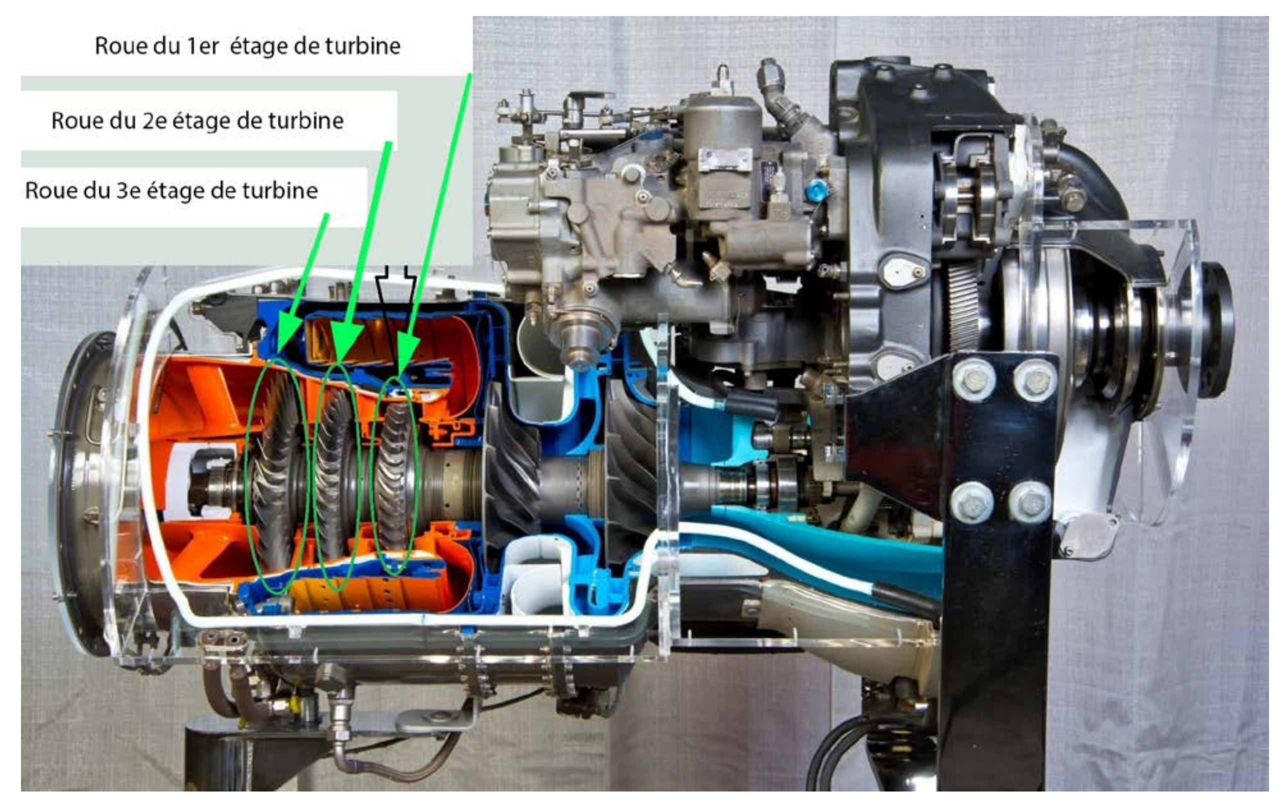


Photo 5 Défaillance de la roue du premier étage de turbine



[11] La partie d'une aube de turbine appelée pied de sapin se trouve près de la base de l'aube où cette dernière est calée dans la roue de turbine.

Photo 6. Vue schématique du moteur (Source : Honeywell, avec annotations du BST)



Un perçage par brûlure sur l'une des aubes fixes de distributeur de turbines a été constaté lors de l'examen de l'ensemble du stator du premier étage (aube) (photo 7 et photo 8). Plusieurs autres aubes de distributeur de turbines présentaient des criques, des pertes de matériau et des dommages thermiques. L'ensemble stator fixe du premier étage se trouve en amont de la roue du premier étage de turbine et dirige l'air de combustion chaud sur la roue de turbine qui tourne.

Photo 7. Ensemble stator du premier étage (aube) et anneau

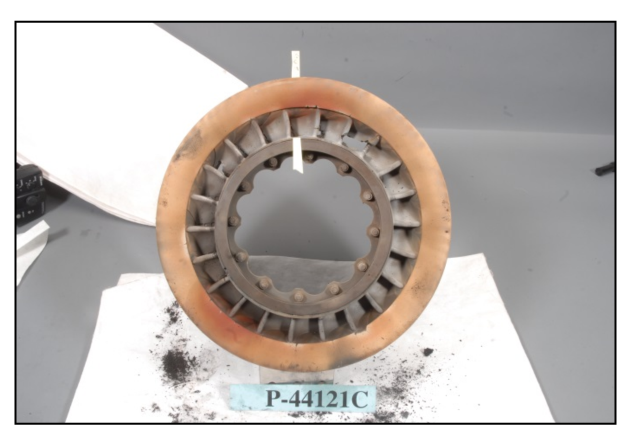
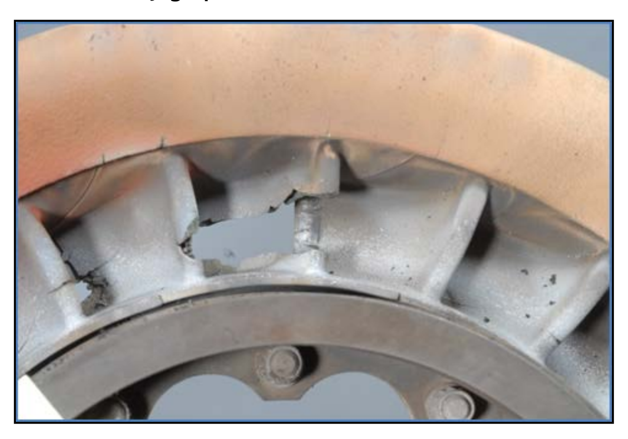


Photo 8. Perçage par brûlure d'une aube de stator



Le fabricant du moteur a indiqué qu'il existait des cas antérieurs de défaillance d'aubes de roue du premier étage de turbine et de perçage par brûlure d'aubes de stator. Ces deux défaillances

peuvent survenir en concomitance; toutefois, il arrive que seules les aubes de turbine soient touchées. Dans certains cas, les défaillances d'aubes de turbine ont été attribuées à des problèmes de porosité liés au processus de coulage ou à des problèmes de fatigue causés par une contrainte excessive sur la turbine due au perçage par brûlure d'aubes de stator. Le perçage par brûlure d'une aube de stator entraîne une réaction vibratoire (une par tour) dans les aubes qui peut causer leur séparation dans un mode de fatigue mégacyclique. On attribue le perçage par brûlure d'une aube de stator à l'atomisation incomplète des injecteurs de carburant ou à l'obstruction des canaux de refroidissement du stator du premier étage, états qui pourraient causer des points chauds sur les aubes de stator.

Dans le cadre de l'enquête, le motoriste a réalisé une analyse des causes profondes et contributives de la rupture des aubes de turbine. Cette analyse portait sur la longévité à la fatigue, la contrainte / charge moyenne, la contrainte / charge alternée, les caractéristiques vibratoires mécaniques et les caractéristiques du matériau.

La longévité à la fatigue a été examinée à l'aide du diagramme de Goodman[12] pour illustrer la résistance du superalliage à solidification directionnelle MAR-M247[13] avec lequel est fabriquée l'aube. On a utilisé une modélisation évoluée et mise à jour disponible depuis peu, pour relever, dans le diamètre extérieur du pied de sapin de l'aube, une région de contrainte élevée qui débordait de la zone souhaitée du diagramme de Goodman. Cette analyse calculée a révélé une faiblesse dans la longévité à la fatigue et la résistance du matériau des aubes; cette faiblesse a été retenue comme cause contributive.

L'analyse contrainte / charge moyenne a été réalisée en examinant les plateaux des aubes voisines pour détecter tout contact sur leur longueur axiale. Tout contact avec les plateaux d'aubes à des accélérations transitoires du moteur pourrait causer un raidissage de l'extrémité de l'aube et changer la charge de l'aube et sa fréquence de fonctionnement naturelle. On a noté qu'il y avait eu contact avec les plateaux d'aubes, et la modélisation par éléments finis a indiqué une légère augmentation de la contrainte moyenne autour du pied de sapin de l'aube; toutefois, cette augmentation était mineure et a été retenue comme cause contributive mineure à la défaillance de l'aube.

L'analyse de contrainte / charge alternée a porté sur la chambre-palier arrière criquée de la turbine, qui pourrait permettre le mouvement orbital du groupe motopropulseur rotatif, la perturbation de l'écoulement du carburant et le perçage par brûlure du stator, ce qui pourrait entraîner une excitation du moteur d'ordre bas. On a déterminé que la défaillance de la chambre-palier arrière de la turbine avait été causée par une surcharge et qu'elle n'était pas un facteur dans cet événement. Comme l'injecteur de carburant n° 9 criqué n'a pu être testé, il a été

---

12 Un diagramme de Goodman est un schéma de la contrainte moyenne (linéaire) par rapport à la contrainte alternée (linéaire) montrant le point de défaillance d'un matériau après un certain nombre de cycles. (Source : Honeywell)

13 Le superalliage à solidification directionnelle MAR-M247 est un superalliage à base de nickel à haute résistance thermique couramment utilisé dans la fabrication d'aubes de turbine.

exclu de l'analyse. Les essais réalisés avec les injecteurs de carburant de référence ont indiqué qu'une fuite à écoulement transversal était possible durant le démarrage du moteur et lorsqu'il tourne au ralenti. Toutefois, il a été impossible de déterminer si cet état était réellement survenu dans le moteur de l'aéronef en cause.

L'expérience d'ingénierie a montré que des rafales d'air à travers la partie rompue (percée par brûlure) du stator accroissent la contrainte alternée que subit l'aube, c'est pourquoi le perçage par brûlure du stator a été retenu comme cause contributive. Des recherches indiquent que le perçage par brûlure du stator peut être causé par les démarrages chauds et les surchauffes, l'obstruction d'un flux d'air de refroidissement d'une aube de stator ou encore l'atomisation incomplète des injecteurs de carburant. Aucune indication d'un démarrage chaud, d'une surchauffe ou d'une obstruction préexistante d'un flux d'air de refroidissement d'une aube de stator n'a été observée. On n'a pu tester ni le débit ni la forme du jet de l'injecteur de carburant criqué, et il a été impossible de déterminer si celui-ci avait connu une atomisation incomplète qui aurait touché l'aube de stator brûlée. Une analyse de la turbulence du débit d'air à l'intérieur du moteur, en tenant compte de la position installée de l'injecteur criqué par rapport à la position installée de l'aube de stator brûlée, a révélé que le fonctionnement de l'injecteur dans cette position aurait pu avoir un effet direct sur l'aube en question.

L'examen des caractéristiques vibratoires mécaniques a porté sur la pression de la plaque d'étanchéité contre le bord d'attaque du plateau de l'aube du premier étage de turbine comme moyen de générer un amortissement. Il a été déterminé que l'aube était suffisamment fraisée et que les caractéristiques vibratoires mécaniques n'étaient pas un facteur.

Les caractéristiques du matériau de l'aube ont été examinées contre tout défaut qui aurait pu réduire la longévité à la fatigue du matériau. La microstructure de l'aube rompue était normale; toutefois, la porosité du matériau aux endroits où s'est déclarée la crique était supérieure aux tolérances permises du matériau. La porosité du matériau peut favoriser la formation de criques à un endroit donné si des contraintes sont présentes; elle a été retenue comme cause contributive.

Pour résumer, l'analyse des causes contributives faite par le motoriste a permis de déterminer que la défaillance de la roue du premier étage de turbine était attribuable à une fatigue mégacyclique causée par les facteurs suivants :

- porosité inférieure aux normes du matériau de l'aube de turbine, amenuisant la longévité à la fatigue inadéquate et créant un endroit propice à la formation de criques;
- légère augmentation de la contrainte moyenne autour du pied de sapin de l'aube attribuable à un contact avec le plateau de l'aube;
- perçage par brûlure d'une aube du stator causant une vibration irrégulière dans l'ensemble de la roue du premier étage de turbine et une contrainte thermique sur les aubes de turbine.

L'examen du moteur a permis de conclure que, dans cet événement, la défaillance d'une aube du premier étage de turbine n'aurait pu à elle seule entraîner la perte de puissance totale du moteur. Toutefois, cette défaillance a endommagé les aubes de turbine restantes, ce qui a réduit

l'efficacité du moteur et aurait réduit énormément sa production de puissance pour entraîner l'hélice.

L'enquête a révélé des écarts entre le manuel de maintenance du motoriste et le manuel de révision de l'injecteur de carburant. Par conséquent, un examen des injecteurs en suivant le manuel de maintenance pourrait amener à déclarer un injecteur comme étant hors d'usage, alors que des essais réalisés en suivant le manuel de révision pourraient mener à conclure qu'il est en bon état de service. L'injecteur de carburant n° 9 du moteur gauche de l'aéronef en cause avait par le passé été démonté, testé et jugé hors d'usage. Il avait alors été envoyé en révision, testé selon les instructions du manuel de révision, jugé en bon état de service, puis réinstallé dans le moteur gauche.

1.16.1.3 Moteur droit

Le désassemblage complet du moteur droit n'a révélé aucune défaillance interne qui aurait pu nuire à la performance du moteur. La pompe carburant du régulateur de carburant (FCU) et les arbres d'entraînement étaient intacts, et tous les filtres à carburant et à huile étaient propres. De la matière végétale brûlée a été trouvée dans le compresseur et dans la chambre de combustion en raison de l'ingestion de matières durant l'impact, ce qui indique que le moteur fonctionnait.

1.16.1.4 Renseignements sur le vol d'essai

Un vol d'essai a été réalisé avec un avion SA227 de l'entreprise muni d'équipement semblable. Lorsque l'on a configuré et placé l'aéronef dans un profil semblable à celui de l'aéronef en cause, il était maîtrisable, mais instable[14]. À une vitesse indiquée de 104 nœuds (KIAS), la sollicitation maximale des organes de commande dans tous les axes était requise, ce qui indique que la vitesse minimale de contrôle (V_{MC}) dans la configuration d'atterrissage était d'environ 104 KIAS. V_{MC} représente la vitesse minimale à laquelle la direction de l'aéronef peut être maîtrisée lorsque le moteur critique[15] est en panne. (On trouvera une description plus complète de ce phénomène à l'alinéa 1.18.2.) À une vitesse inférieure à la vitesse minimale de contrôle (V_{MC}), le pilote risque d'être incapable de maîtriser l'appareil.

1.16.2 Rapports du Laboratoire du BST

Le BST a complété les rapports de laboratoire suivants dans le cadre de la présente enquête :

- LP009/2014 – Turbine Engine Examination [Examen du turbomoteur]

---

14 Les conditions de vol exactes n'ont pu être reproduites exactement, car le moteur gauche n'était pas éteint. On a néanmoins simulé une poussée nulle en réglant le couple du moteur à zéro, ce qui n'a pas actionné le dispositif de détection de couple négatif (NTS).

15 Le moteur critique est celui dont la défaillance compromettrait le plus la performance ou les caractéristiques de pilotage de l'aéronef. Source : Skybrary : http://www.skybrary.aero/index.php/Critical_Engine (dernière consultation le 4 mars 2015)

- LP217/2013 – FDR (flight data recorder) Download and Analysis [Téléchargement et analyse de l'enregistreur de données de vol (FDR)]
- LP234/2013 – EGPWS (enhanced ground proximity warning system) and Annunciator Analysis [Analyse du système d'avertissement de proximité du sol amélioré (EGPWS) et du voyant d'alarme]

1.17 Renseignements sur les organismes et sur la gestion

1.17.1 Généralités

L'entreprise détient un certificat d'exploitation aérienne délivré en vertu de la sous-partie 704 du *Règlement de l'aviation canadien* (RAC), Services aériens commerciaux, pour exploiter des aéronefs de transport régional. Au moment de l'événement, l'entreprise comptait 4 importantes bases d'exploitation situées à Winnipeg (Manitoba), Sioux Lookout (Ontario), Thunder Bay (Ontario), et Kitchener (Ontario). La principale base d'exploitation était à Thunder Bay; elle comprenait un centre de révision générale et un atelier de révision de moteurs. Au moment de l'événement, l'entreprise exploitait 18 Fairchild Metro SA227.

1.17.2 Système de gestion de la sécurité / programmes d'assurance de la qualité

Transports Canada n'a pas encore mis en œuvre de norme exigeant des exploitants assujettis à la sous-partie 704 du RAC d'avoir un système de gestion de la sécurité (SGS) en place. En prévision d'une telle exigence et pour favoriser une saine culture de sécurité, l'entreprise a mis au point un SGS en complément à son programme d'assurance de la qualité (AQ). Les services du SGS et d'AQ de Bearskin ont chacun un gestionnaire. De plus, le service d'AQ comprend un comité d'assurance de la qualité. Le gestionnaire du service du SGS supervise le système d'information sur la sécurité pour l'ensemble de l'entreprise, et le gestionnaire du service d'AQ se charge des conclusions d'audits internes et des non-conformités. L'entreprise utilise le système logiciel Q-Pulse pour gérer ses systèmes de sécurité, de qualité et d'évaluation du risque. L'entreprise tient des réunions trimestrielles avec les gestionnaires du SGS et d'AQ auxquelles assistent le cadre supérieur responsable, la haute direction, les directeurs des bases, la personne responsable de la maintenance (PRM), le chef de l'exploitation et le chef pilote pour discuter des questions de sécurité et des enjeux non résolus.

1.17.3 Formation de l'équipage de conduite

Les pilotes à Bearskin Airlines reçoivent la formation suivante propre au type particulier d'aéronef (SA227) :

Formation initiale du premier officier :

- 4 heures en simulateur de procédures de pilotage (CPT)
- de 5 à 6 heures de formation en aéronef
- vérification compétence pilote (PPC)
- de 20 à 30 heures d'expérience préparatoire en vol

Instruction de perfectionnement – commandant de bord :

- 2 heures CPT
- 2 heures de formation en aéronef
- PPC
- de 20 à 25 heures d'expérience préparatoire en vol

La PPC est valide pendant 2 ans. Aux années intermédiaires, les pilotes de Bearskin Airlines reçoivent 2 heures de formation en aéronef au lieu d'une PPC.

Les formations CPT et en aéronef exigent des équipages de conduite qu'ils prouvent leurs compétences pour reconnaître divers types de situations d'urgence en vol et y réagir. Ces formations couvrent, sans toutefois s'y limiter, la détermination d'une panne moteur en vol et l'exécution des procédures d'exploitation normalisées (SOP) de Bearskin pour protéger et maîtriser l'aéronef.

Outre la formation propre au type particulier d'aéronef, les pilotes suivent également des cours à l'école de formation au sol sur plusieurs sujets d'exploitation, comme le précise la section 5.6.12 du *Manuel d'exploitation de la compagnie* (COM) de Bearskin Airlines. Les principaux sujets à souligner comprennent [traduction] :

- La formation théorique sur les procédures d'urgence;
- La gestion des ressources de l'équipage (CRM);
- La formation sur le rétablissement en cas de roulis / perte de maîtrise;
- La formation sur le système d'avertissement de proximité du sol amélioré (EGPWS);
- L'examen technique périodique sur le SA227 Metro.

1.17.4 *Procédures en cas de panne moteur*

La section sur les procédures d'urgence du manuel de vol de l'aéronef (AFM) du SA227 Metro III, et la modification 7 des procédures d'exploitation normalisées Metro de Bearskin Airlines comprennent des lignes directrices pour gérer une panne moteur durant le décollage ou en vol. Ni l'un ni l'autre de ces manuels ne fournit de consignes pour gérer une panne moteur en courte finale. Dans le cas d'une panne moteur durant le décollage ou en vol, la marche à suivre consiste à déterminer le moteur qui est en panne et à actionner le dispositif d'arrêt du moteur et de mise en drapeau de l'hélice. Les deux manuels contiennent un avertissement disant que les équipages doivent tenir la manette des gaz en position avant

maximale afin de maintenir un angle de calage prononcé et ainsi réduire la traînée d'une hélice en autorotation, en cas d'échec du dispositif de détection de couple négatif (NTS) en plus de la panne moteur. On trouvera une description du dispositif NTS au sous-alinéa 1.6.4 ci-dessus.

Les SOP de Bearskin Airlines pour une approche de non-précision sur un moteur exigent que l'équipage de conduite modifie (reconfigure) à 3 reprises les positions des volets et du train d'atterrissage durant les dernières étapes de l'approche (annexe B). Des modifications fréquentes de configuration sur une courte distance ou période peuvent semer la confusion quant à la configuration réelle de l'aéronef[16].

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Constatation de la perte de puissance moteur

Lorsqu'un des moteurs d'un aéronef multimoteur subit une perte de puissance, il en résulte une poussée asymétrique. Les pilotes peuvent se servir de l'une de deux méthodes pour détecter une situation de poussée asymétrique (perte de puissance moteur). La première est une méthode tactile : le pilote remarque une réduction de la pression au palonnier du moteur en perte de poussée ainsi qu'une pression accrue au palonnier du moteur en marche. On appelle couramment cette méthode « palonnier sans réaction, moteur en panne ». Elle est moins efficace lorsque le moteur en marche tourne à bas régime (durant la descente, par exemple), car une poussée asymétrique est alors moins évidente. Par conséquent, les pilotes utilisent couramment la méthode de la confirmation visuelle des instruments des moteurs pour déterminer celui qui est en panne. Des réductions du couple moteur, de la pression d'huile et du régime permettent de déterminer et de confirmer le moteur touché.

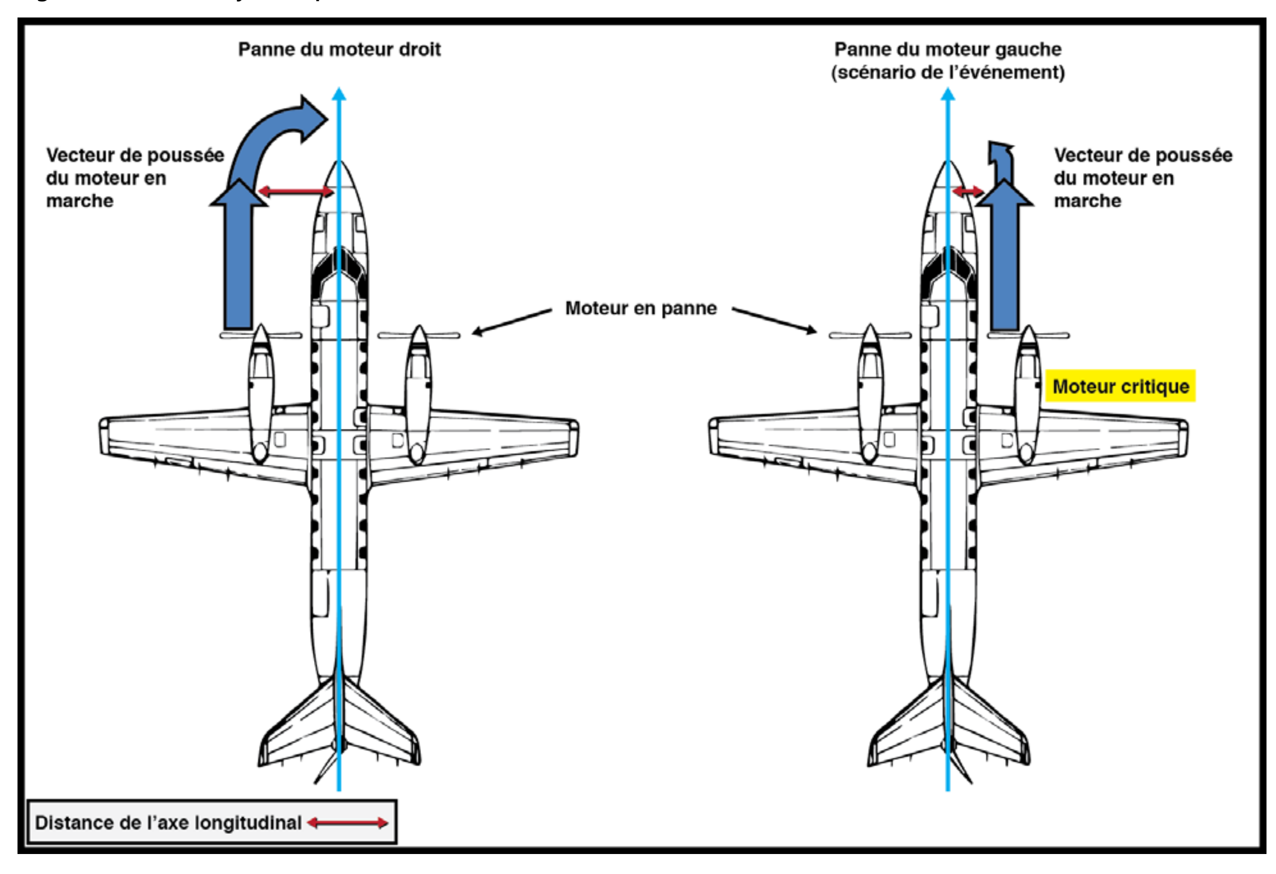
1.18.2 Poussée asymétrique

Dans le cas d'aéronefs multimoteurs à hélices où les deux moteurs tournent en sens antihoraire, comme pour le Metro SA227, c'est le moteur de droite que l'on considère comme critique (figure 2). L'angle d'incidence des pales d'hélice descendantes est supérieur à celui des pales d'hélices ascendantes et donc, produit une plus grande poussée. Dans le cas de moteurs qui tournent en sens antihoraire, les pales descendantes sur le moteur gauche sont plus éloignées de l'axe longitudinal de l'aéronef que celles du moteur droit. Lorsqu'un moteur tombe en panne, un effet de lacet se produit. L'effet de lacet varie selon la distance latérale entre l'axe longitudinal de l'avion et le vecteur de poussée du moteur en marche. La poussée du moteur en marche, jumelée à la traînée sur l'hélice du moteur en panne, ne fait qu'amplifier cet effet. Donc, si le moteur droit tombe en panne, l'effet de lacet causé par le moteur gauche qui fonctionne est plus important.

---

16 Il est vital que les listes de vérification d'urgence soient exhaustives, claires et faciles à utiliser pour les équipages de conduite. Référence : Human Systems Integration Division at NASA Ames Research Center, http://humansystems.arc.nasa.gov/flightcognition (dernière consultation le 4 mars 2015)

Figure 2. Poussée asymétrique



1.18.3 Maîtrise de l'aéronef avec un seul moteur

Lorsqu'il y a une différence de poussée de moteurs de part et d'autre de l'axe longitudinal d'un aéronef, la maîtrise des mouvements de lacet et de roulis s'effectue au moyen du gouvernail et du stabilisateur vertical de la queue. L'efficacité de ces gouvernes augmente avec la vitesse.

Dans cet événement, la vitesse V_{MC} publiée pour l'aéronef en cause est de 91 nœuds. La V_{MC} est calculée en fonction du dispositif NTS qui fonctionne sur l'hélice du moteur en panne, d'un angle d'inclinaison de 5° vers le moteur en marche, de l'application de la puissance de décollage au moteur en marche, d'un train d'atterrissage relevé et de volets en position de décollage ¼.

On ne fournit pas habituellement aux équipages de conduite d'aéronefs de cette catégorie l'information sur la vitesse minimale à laquelle on peut maintenir la maîtrise de direction avec une hélice inopérante et non mise en drapeau et le moteur en marche à régime élevé dans la configuration d'atterrissage V_{MC}(L). L'information concernant les vitesses de décrochage de l'aéronef à divers angles d'inclinaison se trouve dans le manuel d'utilisation aéronef Fairchild SA227 (annexe C).

1.18.4 Événements antérieurs mettant en cause un SA227

Lors d'un événement antérieur (événement BST A09O0083) survenu en 2009, un Fairchild SA227-DC était en approche finale lorsque le moteur droit (Garrett TPE331-11U-612G) est soudainement tombé en panne. L'information fournie indiquait que le dispositif NTS de l'hélice du moteur en panne ne s'est pas activé après la panne moteur, et que l'aéronef a été difficile à maîtriser jusqu'à la mise en drapeau de l'hélice droite. Conformément à la Politique de classification des événements du BST, les circonstances de cet événement ont été évaluées et l'on a attribué la classe 5 à l'événement[17]. Dans le cadre de l'enquête, des essais en vol ont été réalisés avec un aéronef semblable afin d'en évaluer les caractéristiques de vol; voir le sous-alinéa 1.16.1.4 Renseignements sur le vol d'essai. Les dossiers indiquent que les pannes de moteurs TP331 sont relativement rares. Le taux d'extinctions en vol des moteurs TP331 est de 1 par 250 000 heures de vol ($4.00E^{-6}$) [18]. Les défaillances d'aube de turbine sont encore plus rares. On dénombre 22 cas connus de défaillance d'aube de turbine dans les moteurs TP331, ce qui représente un taux de défaillance prévu de 2 par 1 million d'heures de vol ($2.00E^{-6}$) [19].

1.19 Techniques d'enquête utiles ou efficaces

1.19.1 Analyse spectrale

Une analyse spectrale des données enregistrées par l'enregistreur de conversations de poste de pilotage (CVR) a été réalisée pour établir un paramètre de vitesse de l'hélice de chacun des moteurs. Les fréquences harmoniques ont été examinées afin de détecter toute interruption dans la vitesse de l'hélice qui indiquerait un problème ou une mauvaise synchronisation. À 18 h 28 min 18 s, un changement soudain d'amplitude est survenu dans les 6 paramètres de fréquence harmonique qui coïncident avec une perte de puissance moteur. Au même moment, il y a eu un changement soudain d'amplitude de la fréquence harmonique du moteur et une augmentation du bruit durant tout le reste du vol. L'enregistrement complet du CVR a été examiné pour analyser la fréquence harmonique du moteur. Celle-ci est demeurée constante et uniforme jusqu'au moment de l'événement, ce qui indique que la panne moteur est survenue soudainement, sans signe avant-coureur à l'équipage de conduite.

---

17 Politique de classification du BST : événements de catégorie 5 – http://www.tsb.gc.ca/fra/lois-acts/evenements-occurrences.asp (dernière consultation le 4 mars 2015)

18 Toutes les extinctions ne sont pas causées par une panne; certaines sont voulues par mesure de précaution.

19 Honeywell Aerospace Customer Satisfaction Board

2.0 Analyse

Le démontage du moteur gauche a révélé une aube de stator percée par brûlure. Cette aube endommagée a engendré une excitation vibratoire, à raison d'une par tour, qui a occasionné une contrainte thermique excessive sur les aubes de la roue du 1er étage de turbine. Cette situation, combinée à une porosité excessive de l'une des aubes coulées, une insuffisance de longévité à la fatigue et de résistance du matériau de l'aube, et une augmentation mineure de la contrainte moyenne autour du pied de sapin de l'aube due à un contact avec le plateau de l'aube, a entraîné la défaillance de l'aube attribuable à une fatigue mégacyclique. Les débris de l'aube défaillante ont endommagé les aubes de roue restantes du 1er étage de turbine qui se sont également détachées de la roue et l'ont traversé les autres roues de turbine, les endommageant au passage. Quoique gravement endommagé, il restait un flux suffisant d'air et de carburant pour que le moteur continue de tourner, mais celui-ci ne produisait pas assez de puissance, voire aucune, pour entraîner l'hélice.

Les différences entre le manuel de maintenance du motoriste et le manuel de révision de l'injecteur de carburant ont engendré un risque où des injecteurs criqués ou hors d'usage pourraient être réinstallés après une révision.

À l'heure actuelle, il n'y a aucune exigence d'inspection endoscopique des composants internes des moteurs TPE331-11U-612G parallèlement à l'inspection de 450 heures des injecteurs de carburant, à moins que l'on soupçonne une obstruction de l'injecteur ou une atomisation incomplète dommageable. Les essais visant à vérifier le flux et à déceler une atomisation incomplète des injecteurs n'ont habituellement pas lieu au même moment et au même endroit que le démontage des injecteurs. Dans la plupart des cas, les injecteurs sont démontés et remplacés par un jeu de rechange ayant été testé au préalable. Il est peu probable que l'on soupçonne une obstruction ou une atomisation incomplète dommageable avant un délai considérable suivant le démontage des injecteurs, ce qui pourrait exclure une inspection endoscopique au moment de l'inspection des injecteurs. En l'absence d'une exigence d'inspection endoscopique, peu importe l'état de l'injecteur, il y a un risque accru que l'on ne détecte pas les dommages prématurés à l'intérieur d'un moteur.

Le moteur avait accumulé 2948 heures depuis sa dernière révision majeure. La prochaine inspection majeure ne devait avoir lieu qu'à 3500 heures. Il serait juste de qualifier de prématurée la défaillance de composants d'un moteur 552 heures avant la prochaine inspection prévue. Des défaillances prématurées des composants de ce type de moteur sont survenues par le passé, mais elles sont rares.

Les pannes moteur prématurées et inattendues sont un problème connu. Afin de réduire au minimum l'impact des pannes moteur et d'autres défaillances des principaux composants d'aéronefs, les avionneurs ont mis au point des procédures propres au type d'aéronef à l'intention des équipages de conduite pour réduire les risques de blessure ou de dommages que pourraient causer ces défaillances.

Une aube de roue du 1er étage de turbine s'est rompue à cause d'une combinaison de problèmes métallurgiques et du perçage par brûlure d'une aube de stator, ce qui a causé une vibration et

une contrainte thermique sur l'aube de turbine. À cause de cette aube défaillante, le moteur gauche, qui a continué de fonctionner, a subi une perte de puissance quasi totale à environ 500 pieds au-dessus du niveau du sol (agl) en approche finale de la piste 26, à l'aéroport de Red Lake.

Le reste de l'analyse de cet événement portera sur les procédures propres au type d'aéronef à l'intention des équipages de conduite, et sur la façon dont certains facteurs propres à cet événement ont influé sur la capacité de l'équipage d'effectuer ces procédures.

Une analyse spectrale des données de l'enregistreur de conversations de poste de pilotage (CVR) a indiqué que la défaillance de l'aube de turbine est survenue soudainement et qu'il n'y avait, dans le poste de pilotage, aucun signe avant-coureur d'une panne moteur. La perte de puissance moteur était inattendue, et l'équipage de conduite n'a eu que 56 secondes entre la déclaration de la panne du moteur gauche et le moment où l'aéronef a percuté des arbres. L'équipage n'a pas annoncé verbalement une situation d'urgence, probablement à cause de sa difficulté à déterminer la nature précise du problème.

Les facteurs suivants ont probablement ajouté à la difficulté qu'a eue l'équipage à déterminer la nature de la défaillance :

- le moteur droit était réglé à un régime bas lorsqu'est survenue la perte de puissance du moteur gauche, ce qui aurait empêché le pilote aux commandes de remarquer le mouvement de lacet causé par la panne moteur;
- le moteur gauche a continué de tourner, ce qui explique pourquoi l'indicateur de régime du moteur indiquait 98 % et probablement des paramètres de pression d'huile, de température des gaz d'échappement et de débit carburant normaux; l'indication de faible couple dans le poste de pilotage aurait fourni un signe de problème de moteur, mais l'équipage ne l'a pas remarqué;
- il y avait peu de temps pour déterminer la nature de la défaillance.

La perte de puissance et la baisse de la vitesse N1 à 98 % auraient dû commander au régulateur d'hélice du moteur gauche de tenter de maintenir une vitesse moteur constante de 100 % en réduisant l'angle de calage de l'hélice. En conséquence, le moteur gauche et son hélice sont passés d'un état de faible poussée à un état de forte traînée, à la suite du réglage de petit pas des pales. Le dispositif de détection de couple négatif (NTS) du moteur gauche ne s'est probablement pas activé, car le moteur n'avait pas perdu toute sa puissance et développait un couple supérieur au paramètre de −4 % établi comme seuil d'activation. Avec son train sorti et les volets à ½, l'aéronef se trouvait dans un état asymétrique à forte traînée.

Le dispositif NTS du SA227 peut ne pas toujours s'actionner comme suite à une panne moteur. La nature de la panne moteur et le profil de l'aéronef peuvent influer si l'on respecte ou non ses paramètres d'activation. Si les pilotes estiment que le dispositif NTS du SA227 s'actionnera en cas de perte de puissance ou encore que l'activation du dispositif NTS peut à elle seule offrir une protection suffisante contre la traînée en cas de perte de puissance moteur, les équipages de conduite qui exploitent ces types d'aéronefs risquent de ne pas amorcer en temps opportun la liste de vérification en cas de panne moteur en vol.

Comme l'équipage n'a pas déterminé la nature exacte de la panne moteur, il n'a pas suivi la mesure prescrite par les procédures d'exploitation normalisées (SOP) d'annoncer la procédure d'urgence visée, selon laquelle il devait arrêter et mettre en drapeau l'hélice d'un moteur touché. Cette démarche est peut-être attribuable à l'idée que le dispositif NTS s'actionne toujours en cas de perte de puissance et que l'activation de ce dispositif peut à elle seule offrir une protection suffisante contre la traînée d'une hélice en autorotation. La mise en drapeau du moteur en panne aurait diminué la traînée de l'hélice et aurait probablement permis à l'équipage de conduite de conserver la maîtrise de l'aéronef.

L'analyse des données du CVR a indiqué que l'équipage avait configuré l'aéronef pour l'atterrissage et que, lorsque la panne moteur s'est manifestée, il a initialement rentré le train comme s'il s'agissait d'une approche sur un moteur. Il a ensuite sélectionné de nouveau la sortie du train avant que ce dernier ne soit complètement rentré. Il a été impossible de déterminer si la procédure d'approche de non-précision sur un moteur, qui exige des équipes qu'elles reconfigurent l'aéronef à plusieurs reprises sur une courte distance, avait influé sur ces actions.

À 18 h 28 min 43 s, l'équipage a réduit le couple du moteur droit à environ 91 %, puis de nouveau à 54 % (vraisemblablement pour amorcer la descente vers la piste). Les données de l'enregistreur de données de vol (FDR) indiquaient que l'aéronef a ralenti à une vitesse indiquée de 101 nœuds (KIAS) et s'est incliné vers la gauche après la seconde réduction de puissance. Selon les données du vol d'essai, il aurait fallu que le pilote aux commandes braque au maximum la commande d'aileron pour maîtriser l'aéronef dans cet état asymétrique à forte traînée et volant à cette vitesse indiquée. Sans autre sollicitation des commandes, le pilote aurait été incapable de corriger le mouvement de roulis de l'aéronef ou encore de sortir d'un décrochage.

À 18 h 29 min 1 s, en réponse à l'instruction de monter donnée par le pilote surveillant, le pilote aux commandes a accru à 98 % le couple du moteur droit. Cette augmentation de puissance n'a fait qu'accroître l'état asymétrique de l'aéronef et a engendré un roulis vers la gauche à un angle d'inclinaison de 41°. La vitesse de décrochage de l'aéronef dans cette assiette, pleins volets et train sorti, est d'environ 98 KIAS. L'aéronef a ralenti tout juste[20] à sa vitesse de décrochage; on peut donc dire qu'un décrochage de l'aile est probablement à l'origine de la perte de maîtrise. L'altitude était insuffisante pour sortir de ce décrochage.

L'équipage de conduite n'a pu déterminer la nature de la panne moteur, ce qui l'a empêché de prendre rapidement les mesures indiquées pour maîtriser l'aéronef. La nature de la panne moteur a fait que l'hélice gauche avait un angle de calage très faible, facteur qui, combiné à la configuration d'atterrissage de l'aéronef, a placé ce dernier dans un état asymétrique à forte traînée. Lorsque la vitesse de l'aéronef est passée sous la barre de V_{MC}, l'équipage a perdu la maîtrise à une altitude à laquelle toute sortie était impossible.

---

20 Les renseignements sur la vitesse indiquée sont fondés sur l'analyse des données de l'enregistreur de données de vol, soit une valeur calculée. Il se peut que la vitesse indiquée ait en fait été inférieure à la vitesse de décrochage.

3.0 Faits établis

3.1 Faits établis quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Il y a eu défaillance d'une aube de roue du premier étage de turbine dans le moteur gauche à cause d'une combinaison de problèmes métallurgiques et du perçage par brûlure d'une aube de stator.

2. À cause de cette aube défaillante, le moteur gauche, qui a continué de fonctionner, a subi une perte de puissance quasi totale à environ 500 pieds au-dessus du niveau du sol en approche finale de la piste 26, à l'aéroport de Red Lake.

3. L'équipage de conduite n'a pu déterminer la nature de la panne moteur, ce qui l'a empêché de prendre rapidement les mesures indiquées pour maîtriser l'aéronef.

4. La nature de la panne moteur a fait que l'hélice gauche avait un angle de calage très faible, facteur qui, combiné à la configuration d'atterrissage de l'aéronef, a placé ce dernier dans un état asymétrique à forte traînée. Lorsque la vitesse de l'aéronef est passée sous la barre de V_{MC}, l'équipage a perdu la maîtrise de l'aéronef à une altitude à laquelle toute sortie était impossible.

3.2 Faits établis quant aux risques

1. Si les pilotes estiment que le dispositif de détection de couple négatif (NTS) du SA227 s'activera comme suite à une perte de puissance ou encore que l'activation du dispositif NTS peut à elle seule offrir une protection suffisante contre la traînée en cas de perte de puissance moteur, les équipages de conduite qui exploitent ces types d'aéronefs risquent de ne pas amorcer en temps opportun la liste de vérification en cas de panne moteur en vol.

2. En l'absence d'une exigence d'inspection endoscopique des composants internes des moteurs TPE331-11U-612G parallèlement à l'inspection de 450 heures des injecteurs de carburant, il y a un risque accru que des dommages prématurés à l'intérieur des moteurs ne soient pas détectés.

3. S'il existe des différences entre les procédures d'essai des injecteurs de carburant décrites dans le manuel de maintenance du moteur TPE331-11U-612G et dans le manuel de révision de l'injecteur, il y a un risque que des injecteurs hors d'usage soient jugés en bon état de fonctionnement et réinstallés sur des aéronefs.

3.3 Autres faits établis

1. Le dispositif de détection de couple négatif (NTS) du SA227 peut ne pas toujours s'actionner en cas de panne moteur. La nature de la panne moteur et le profil de l'aéronef peuvent influer si l'on respecte ou non ses paramètres d'activation.

4.0 Mesures de sécurité

4.1 Mesures de sécurité prises

4.1.1 Bureau de la sécurité des transports du Canada

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a émis l'avis de sécurité 825-A13C0150-D1-A1, *Operation of Aircraft with Negative Torque Sensing Systems*, [Exploitation d'aéronefs munis d'un dispositif de détection de couple négatif], daté du 25 avril 2014. Cet avis indique que le système d'hélice du SA227-AC comprend un dispositif de détection de couple négatif (NTS) qui protège le moteur contre la traînée cyclique et le couple négatif en cas de détection d'un couple négatif. Il est important de noter que dans certaines conditions, par exemple un arrêt partiel du moteur ou dans certaines configurations d'aéronef, il peut arriver que les paramètres d'activation du dispositif NTS ne soient pas respectés. D'autres types d'aéronefs utilisent un dispositif NTS semblable. L'enquête a révélé que dans plusieurs manuels de formation SA227/SA226, les descriptions du dispositif NTS laissaient place à interprétation et pouvait donner l'impression aux pilotes le dispositif offrirait automatiquement une protection contre la traînée en cas de panne moteur ou de perte de puissance du moteur. Le dispositif NTS offre de fait une protection partielle contre la traînée lorsqu'il détecte un couple négatif, mais pas dans la même mesure qu'une hélice mise en drapeau. Une interprétation fautive du but ou de la fonction du dispositif NTS en cas de perte de puissance d'un moteur pourrait donner l'impression aux équipages de conduite que ce dispositif s'activera toujours en cas de perte de puissance, ou encore qu'il offrira à lui seul une protection adéquate contre la traînée. Ainsi, les équipages de conduite risquent de ne pas exécuter en temps voulu la liste de vérification en cas de panne moteur en vol. L'avis de sécurité indiquait qu'il serait souhaitable que Transports Canada recommande aux exploitants de ces aéronefs d'examiner la description des dispositifs NTS dans leurs manuels de formation et leurs procédures d'exploitation normalisées (SOP) en cas de panne moteur. On doit tout particulièrement rappeler aux équipages de conduite qui exploitent ces types d'aéronefs d'amorcer rapidement les procédures d'exploitation normalisées lorsque survient une panne moteur.

4.1.2 Bearskin Airlines

En mai 2014, l'exploitant a mis à jour sa procédure de conduite du SA227 sur un moteur.

Les changements importants sont les suivants :

- La procédure d'exploitation sur un moteur, décollage, panne moteur après V1 sera modifiée pour indiquer aux équipages de conduite : de déterminer le moteur qui est en panne; d'arrêter l'hélice et la mettre en drapeau dès que l'atteinte de V2 avant 400 pieds.
- Les procédures et diagrammes d'approche sur un moteur ont été mis à jour pour s'assurer que l'aéronef demeure en configuration lisse jusqu'à ce que l'équipage soit assuré d'atterrir.

- La liste de vérification en cas de panne moteur en approche suivante sera ajoutée aux procédures d'exploitation normalisées et au <olmanuel de référence rapide (QRH) comme élément à retenir :

  Panne moteur en approche

  1. PUISSANCE.................ACCROÎTRE LE COUPLE À 60 % OU PLUS, AU BESOIN
  2. TRAIN D'ATTERRISSAGE...RELEVÉ
  3. VOLETS...1/4
  4. ARRÊT ET MISE EN DRAPEAU (panne moteur)..TIRER
  5. TRAIN D'ATTERRISSAGE (atterrissage assuré)..BAISSÉ
  6. VOLETS..AU BESOIN

  Dans toutes les situations de panne moteur, la manette des gaz du moteur en panne doit être poussée au MAXIMUM afin de réduire au minimum la traînée de l'hélice en autorotation. Ramener la manette des gaz d'un moteur en panne ne fera qu'accroître la traînée sur le moteur, ce qui aura pour effet de nuire à la maîtrise et à la performance.

De plus, l'exploitant a indiqué que les notes suivantes seront ajoutées au manuel d'entraînement au vol des pilotes [traduction] :

> La plupart des manuels de vol d'aéronef offrent très peu de directives sur la façon de gérer une panne moteur durant l'étape d'approche et d'atterrissage d'un vol. On tient pour acquis que les listes de vérification en cas de panne moteur en vol et en cas d'atterrissage sur un moteur couvrent ce sujet. En outre, comme pilotes, nous tenons pour acquis que les dispositifs NTS et de mise en drapeau automatique vont offrir la réduction de traînée nécessaire. Le problème que nous devons résoudre est donc de déterminer quelle mesure prendre, et à quelle la distance de la piste. En approche de piste, il serait non souhaitable d'amorcer une approche interrompue s'il est possible d'atterrir. Cependant, il est crucial que l'aéronef soit configuré pour un atterrissage réussi (hélice mise en drapeau et train sorti). Plus on est loin de la piste, plus on est haut et plus la vitesse est grande, donc on a plus de temps pour la mise en drapeau. Par contre, plus on est proche de la piste, moins on a de temps pour cette manœuvre, et il pourrait être nécessaire d'interrompre l'approche afin de mettre l'hélice en drapeau. Cette décision d'atterrir ou non dépend des conditions ce jour-là et du temps qu'il reste avant l'atterrissage.

L'exploitant a modifié son programme de formation sur l'aéronef pour y ajouter des exercices de panne moteur (à moins de 1,5 mille en approche), à bord de l'aéronef et dans le cadre de la formation périodique et de l'instruction de perfectionnement – commandant de bord. La formation de l'école de formation au sol a été modifiée de manière à inclure une discussion détaillée sur le dispositif NTS.

4.1.3 Transports Canada

Le 15 août 2014, Transports Canada a émis une alerte à la sécurité de l'Aviation civile (ASAC 2014-04) concernant les questions liées aux dispositifs NTS sur les moteurs de la

série TPE-331. Cette communication insiste sur la nécessité de s'assurer que les hélices sont mises en drapeau en cas de perte de puissance d'un moteur.

4.1.4 Honeywell

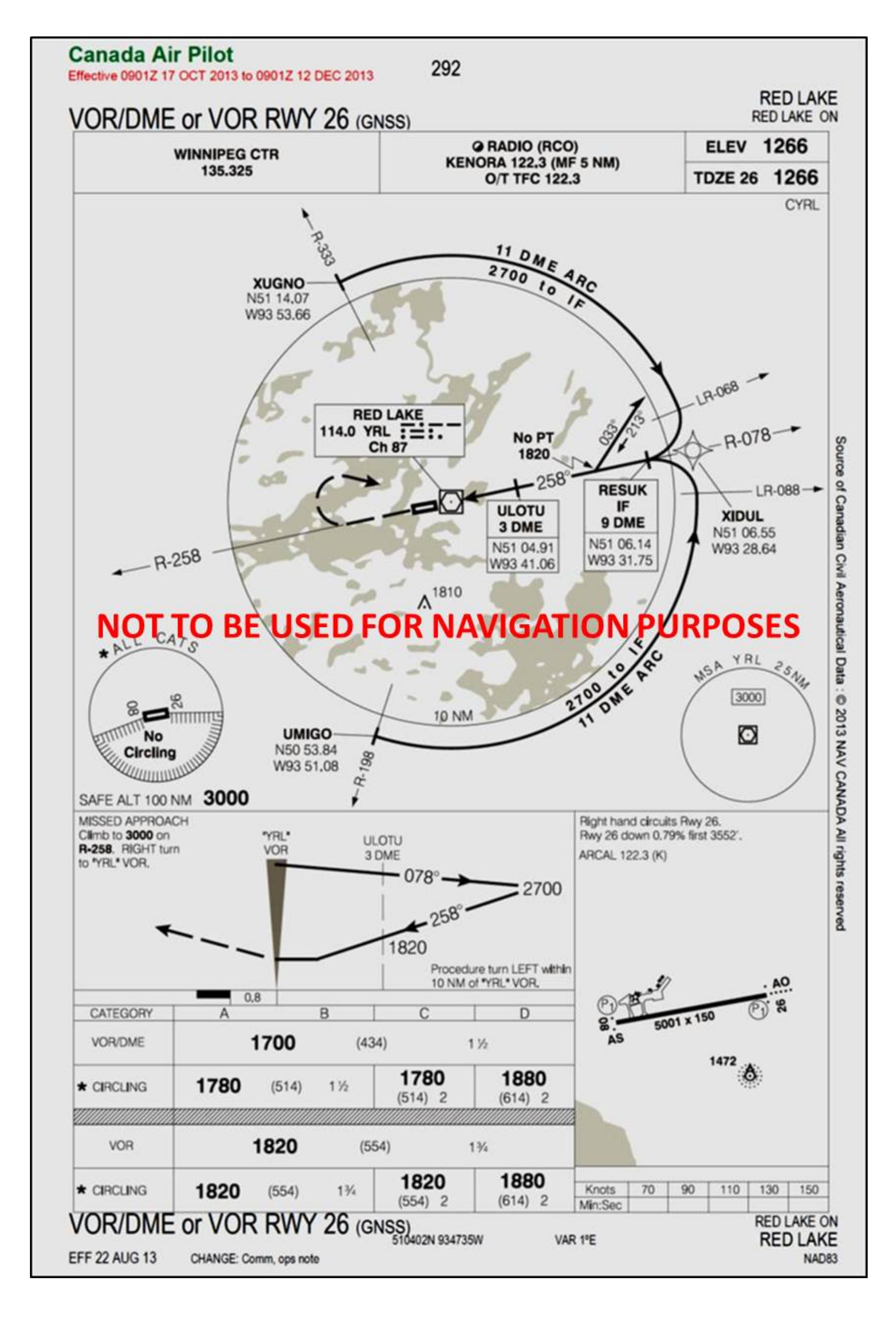
- Le motoriste est en train de rédiger le Bulletin de Service TPE 331-73-0284 qui doit accroître la fréquence des inspections des injecteurs de carburant des moteurs TPE331-11U-612G, de 450 à 350 heures.
- Pour ce qui est du coulage des aubes de turbine des moteurs TPE331-11U-612G, Honeywell exigera à l'avenir que toutes les aubes de turbine subissent un processus de compression isostatique à chaud (CIC) afin de réduire ou d'éliminer les problèmes de porosité dans ces pièces.
- Le manuel de maintenance du moteur TPE331-11U-612G et le manuel de révision de l'injecteur de carburant seront modifiés de manière à éliminer toute différence qui pourrait exister entre les procédures d'essai de l'injecteur des 2 manuels.

Le présent rapport conclut l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet événement. Le Bureau a autorisé la publication de ce rapport le 11 mars 2015. Le rapport a été officiellement publié le 14 avril 2015.

Visitez le site Web du Bureau de la sécurité des transports (www.bst-tsb.gc.ca) pour obtenir de plus amples renseignements sur le BST, ses services et ses produits. Vous y trouverez également la Liste de surveillance, qui énumère les problèmes de sécurité dans les transports qui posent les plus grands risques pour les Canadiens. Dans chaque cas, le BST a constaté que les mesures prises à ce jour sont inadéquates, et que le secteur et les organismes de réglementation doivent adopter d'autres mesures concrètes pour éliminer ces risques.

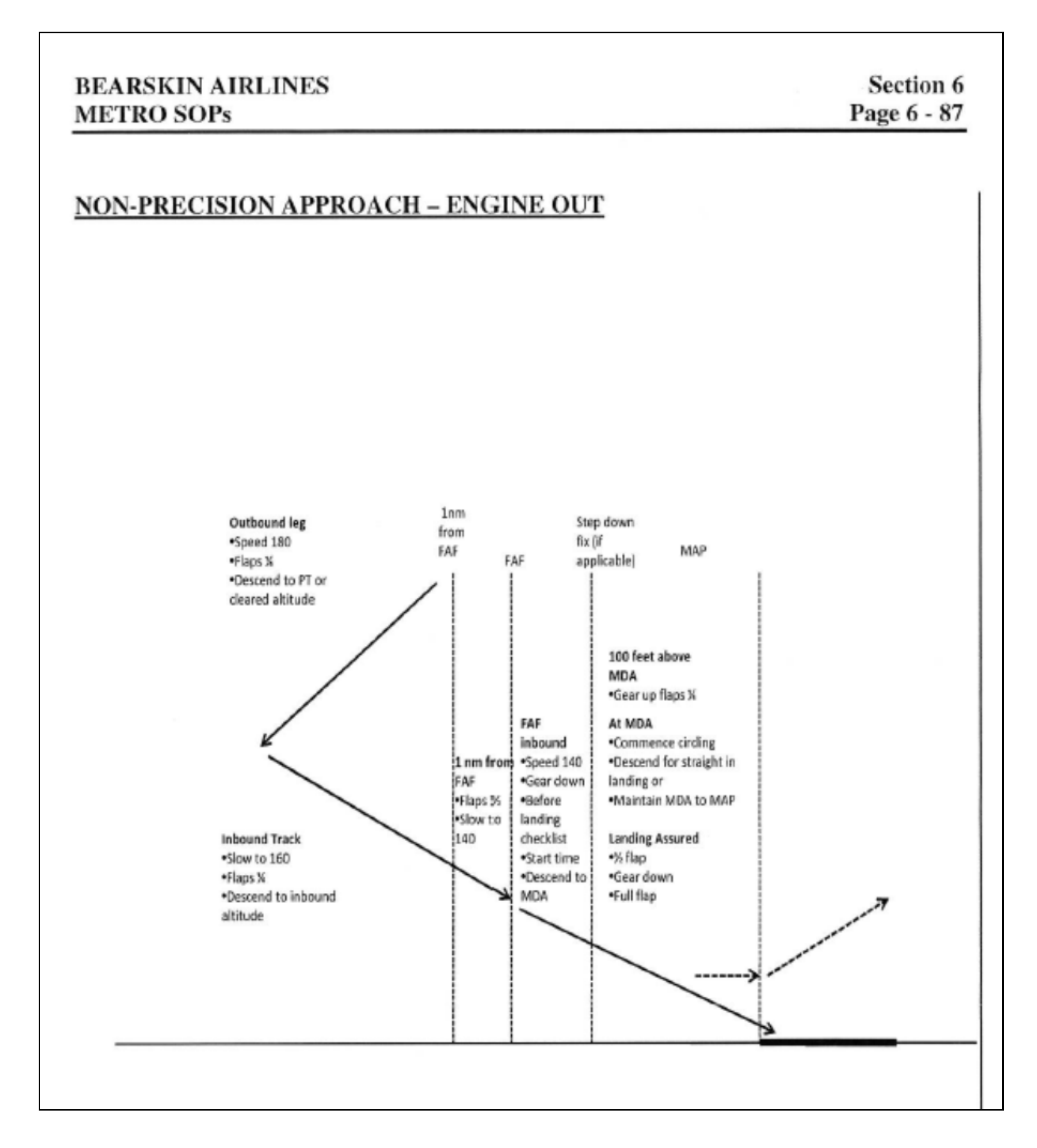
Annexes

Annexe A – Approche VOR-DME ou VOR PISTE 26, aéroport de Red Lake



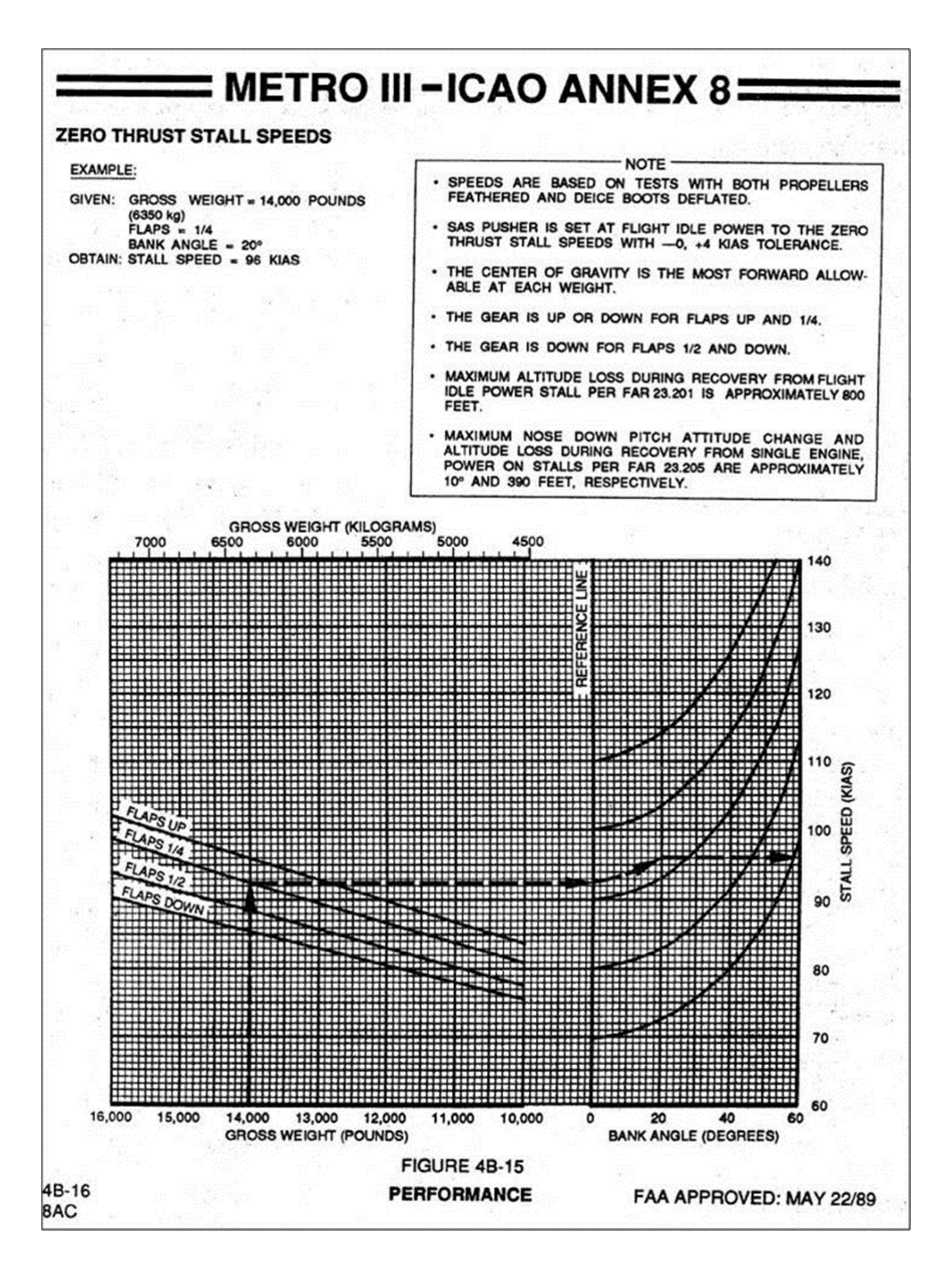
Source : NAV CANADA, *Canada Air Pilot*

Annexe B – Procédure d’utilisation normalisée de Bearskin Airlines pour approche de non-précision sur un moteur



Source : Bearskin Airlines

Annexe C – Vitesses de décrochage avec poussée nulle du Metro III SA227



Source : Manuel de vol du Fairchild SA227